

## スーパーキャビテーション翼形の特性改善(特に,最適翼形ならびに抵抗力作動の条件について)

著者	井小萩 利明
号	468
発行年	1974
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10097/9204">http://hdl.handle.net/10097/9204</a>

氏 名	井 小 萩 利 明
授 与 学 位	工 学 博 士
学 位 授 与 年 月 日	昭 和 5 0 年 3 月 2 5 日
学 位 授 与 の 根 拠 法 規	学 位 規 則 第 5 条 第 1 項
研 究 科 , 専 攻 の 名 称	東 北 大 学 大 学 院 工 学 研 究 科 ( 博 士 課 程 ) 機 械 工 学 専 攻
学 位 論 文 題 目	ス ー パ ー キ ャ ビ テ ー シ ョ ン 翼 形 の 特 性 改 善 ( 特 に , 最 適 翼 形 な ら び に 低 抗 力 作 動 の 条 件 に つ い て )
指 導 教 官	東 北 大 学 教 授 大 場 利 三 郎
論 文 審 査 委 員	東 北 大 学 教 授 大 場 利 三 郎 東 北 大 学 教 授 淵 沢 定 敏 東 北 大 学 教 授 斎 藤 清 一 東 北 大 学 教 授 村 井 等

## 論 文 内 容 要 旨

### 第 1 章 緒 論

近年, 超高速流れにおいて好適に作動するスーパーキャピテーション(以下SCという)翼形を採用して, 液体ロケットポンプ, 船用推進器等の流体機械を十分に高速強力化しようとする試みが盛んになされつつある。特に最近においては, SC機械の大出力化, 高比速度化に関連して, その効率の向上ないしは高性能化への要求が高まり, これに応えるのに必要不可欠な課題として, 好適な性能を有する翼形あるいは翼列翼形の開発ないしはその翼形特性の解明が強く望まれるにいたった。かかる現状をふまえ, SC機械の性能改善を目的として, 第2章では変分法を導入し, 無限空どうSC最適翼形の特性を解明した。次に, 第3章では, まず, 翼列のようにブロックした流れにおける後流の正しい評価法に関する基礎的な検討を行い, ついでこれをふまえて第4章ではSC翼列翼形の好適作動の条件を明らかにするため, 運動量定理に基づく合理的な

有限空どう S O 翼列の解析法により，翼列特性および低抗力作動の条件を定量的に明らかにした。

## 第 2 章 無限空どうスーパーキャピテーション最適翼形の特徴

図 2-1 の物理面 ( $z = x + iy$ ) に示される無限空どう S O 翼形まわりの流れ場の最適化問題を考える。この時，所定の迎角  $\alpha$  において，設計揚力  $C_{L,d}$  を程する翼形群のうち，抗力が最

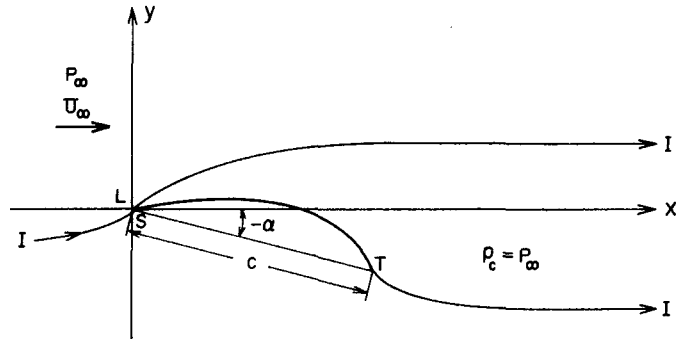


図 2-1

小となる翼形を見い出す変分問題は，次のような等周問題となる。即ち次の汎関数  $I$

$$I = C_D^* - \lambda_1 c - \lambda_2 s_0 - \lambda_3 C_{L,d}^*$$

の極値問題に帰着する。ここで  $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$  はラグランジュの乗数， $C_D^*$  は抗力で，

$$C_D^* \equiv c C_D = \frac{A}{\pi} (\pi \sqrt{1-a^2} + \int_{-1}^1 r_1(\xi) d\xi)^2$$

等周条件は，

$$c = \frac{A}{a} \int_{-1}^1 \left\{ 1 - a\xi + \sqrt{(1-a^2)(1-\xi^2)} \right\} e^{r_1(\xi)} \cos\{\beta_1(\xi) + \alpha\} d\xi \quad (\text{弦 長})$$

$$s_0 = A \int_{-1}^1 \left\{ 1 - a\xi + \sqrt{(1-a^2)(1-\xi^2)} \right\} e^{r_1(\xi)} d\xi \quad (\text{翼の弧の長さ})$$

$$C_{L,d}^* \equiv c C_{L,d} = 2A \left\{ \frac{\pi}{2} a \sqrt{1-a^2} + \int_{-1}^1 (a-\xi) r_1(\xi) d\xi \right\} \quad (\text{設計揚力})$$

ここで， $r_1, \beta_1$  はホドグラフ変数  $\Omega = \log \frac{U_\infty}{(dw/dz)}$  の翼面上 ( $|\xi| \leq 1$ ) の実部，虚部で，次の関係がこれらの間には成立する。

$$\beta_1(\xi) = -\frac{1}{\pi} \oint_{-1}^1 \frac{r_1(t)}{t-\xi} dt$$

また， $A$  は写像定数， $a$  は岐点の位置に関するパラメータである。極値関数  $r_1, \beta_1$  は，汎関数  $I$  の第 1 変分より得られる非線形特異積分方程式によって定まる。

今，この種の変分問題をリッツの方法を適用して解くことにする。 $r_1(\xi) = \sum_{n=1}^n a_n \sin n\theta$  とお

くと,  $\beta_1(\xi) = \sum_{n=1}^n a_n \cos n\theta$  となり, 極値条件式は,

$$A\pi (\sqrt{1-a^2} + \frac{a_1}{2})^2 - \lambda_1 - (1+k)\lambda_2 - C_{L,d}\lambda_3 = 0$$

$$\begin{aligned} & \pi a (2\sqrt{1-a^2} + a_1) - \frac{\lambda_1}{a^2} \int_0^\pi (\sqrt{1-a^2} + \sin\theta) \sin\theta \Theta \sum_{n=1}^n a_n \sin n\theta \cos(\sum_{n=1}^n a_n \cos n\theta + \alpha) d\theta \\ & - \lambda_2 \int_0^\pi (\sqrt{1-a^2} \cos\theta + a \sin\theta) \sin\theta \Theta \sum_{n=1}^n a_n \sin n\theta d\theta \\ & + \lambda_3 \pi (1 - 2a^2 + a_1 \sqrt{1-a^2}) = 0 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \pi (\sqrt{1-a^2} + \frac{a_1}{2}) \delta_{n1} - \frac{\lambda_1}{a} \int_0^\pi (1 - \cos\theta + \sqrt{1-a^2} \sin\theta) \sin\theta \Theta \sum_{n=1}^n a_n \\ & \times \sin(n\theta - \sum_{n=1}^n a_n \cos n\theta - \alpha) d\theta \\ & - \lambda_2 \int_0^\pi (1 - a \cos\theta + \sqrt{1-a^2} \sin\theta) \sin\theta \Theta \sum_{n=1}^n a_n \sin n\theta \sin n\theta d\theta \\ & - \lambda_3 \pi (a \delta_{n1} - \frac{1}{2} \delta_{n2}) = 0 \quad (n=1, 2, 3, \dots, n) \end{aligned}$$

等周条件は,

$$c = \frac{A}{a} \int_0^\pi \sin\theta (1 - a \cos\theta + \sqrt{1-a^2} \sin\theta) \Theta \sum_{n=1}^n a_n \sin n\theta \cos(\sum_{n=1}^n a_n \cos n\theta + \alpha) d\theta = 1$$

$$s_0 = A \int_0^\pi \sin\theta (1 - a \cos\theta + \sqrt{1-a^2} \sin\theta) \Theta \sum_{n=1}^n a_n \sin n\theta d\theta = 1+k$$

$$C_{L,d} = A\pi (a\sqrt{1-a^2} + a_1 - \frac{a_2}{2})$$

したがって, 上記 (n+5) 個の方程式系によって, 係数  $a_n$ , 定数  $A$ ,  $a$ , およびラグランジュの乗数  $\lambda_1$ ,  $\lambda_2$ ,  $\lambda_3$  が決定される。

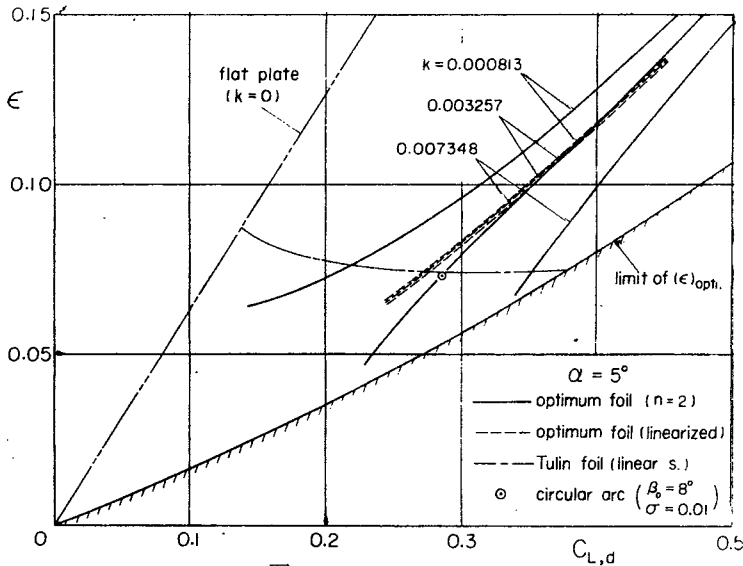


図 2-2

数値計算は設計迎角  $\alpha=5^\circ$  を例にとり、種々の設計揚力係数  $C_{L,d}$ 、翼の弧の長さに関するパラメータ  $k$  に対して行なった。図 2-2 には、最適抗揚比  $\varepsilon$  - 設計揚力曲線を示す。 $\varepsilon$  は  $C_{L,d}$  が大なる程非線形的に増加し、パラメータ  $k$  が大なる程  $\varepsilon - C_{L,d}$  特性が改善される。また低抗力翼形とされている Tulin 翼よりもかなり抗揚比の小さい優秀な翼形が存在することが読みとれる。なお、変分問題における線形解（図中点線）は、精度においてはなほ不満足のものといえよう。

図 2-3 ~ 4 には、最適翼形および自由流線の形状とその圧力分布を示す。 $C_{L,d}$  が大なる程翼形の最大そり点が後退し前縁厚みが増す傾向がある。また圧力分布からは、「低抗力翼形ほど後縁側に集中的な圧力分布をもつものになる」という従来の知見とはかなり異なり、最適翼形のものは翼の大部分においてかなり平坦な分布を呈することがわかる。

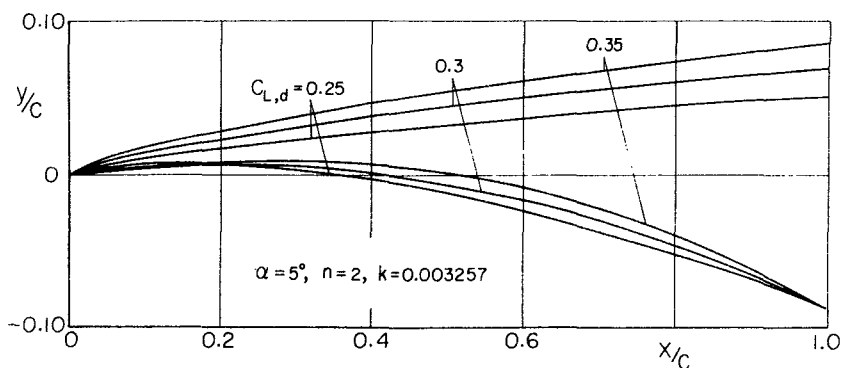


図 2-3

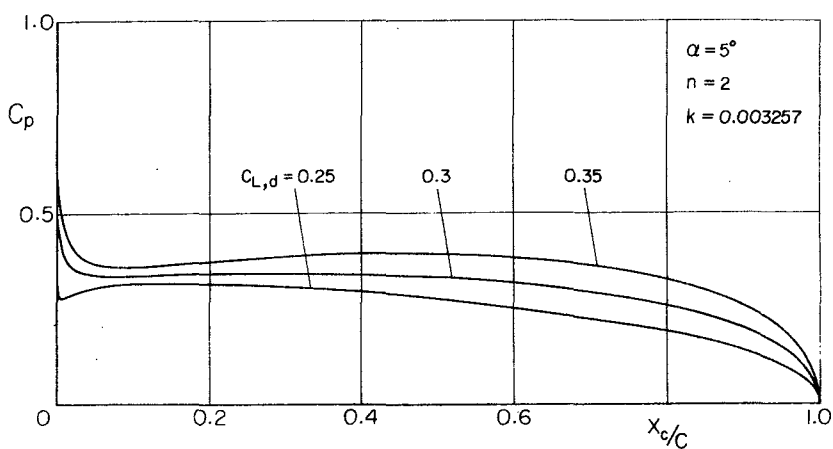


図 2-4

第 3 章 スーパーキャビテーションブロック流れにおける後流評価の検討

本章では、SC翼列まわりなどのブロック流れに対する合理的な解析法を確立するために、剛体壁形水槽内の物体まわりのSCブロック流れ（図 3-1 参照）を採り上げ、後流を排除厚さの概念と運動量厚さの概念で評価した場合との特性に及ぼす相違の有無を運動量定理に基づく解析より比較検討する。

かかる問題は、誘起速度  $w = u - iv$  に関する混合境界値問題として取り扱われ、物体としては、最も簡単な形状のくさび（半頂角  $\gamma$ ）を例にとっている。

図 3-2～3 には、空どう長さ  $l$  に対する抗力係数  $C_D$  の変化を示す。実線は排除厚さの概念に基づく解（一定後流圧力分布仮定）であり、点線は運動量厚さの概念に基づく解（一定後流幅仮定）である。これらの図より、抗力に及ぼす双方の後流評価の相違は、短空どう長さの領域ではかなり大きいが、通常十分発達したSC流れの  $l \geq 5$  の領域では最も大なる影響が生ずる水路巾  $t \rightarrow \infty$  の場合でもただか 5～8% 以下であることがわかる。しかもこの特性の差異は、 $t$  が小なる程微小となり、十分発達したSCブロック流れにおける後流評価の相違は運動量定理に基づく限り実質的にほとんどないと言えよう。したがって、運動量定理を満足させさえすれば、上記いずれの後流評価法を用いてもさしつかえなく、後流すなわち空どう抗力を十分正しく評価し得ることが了解される。

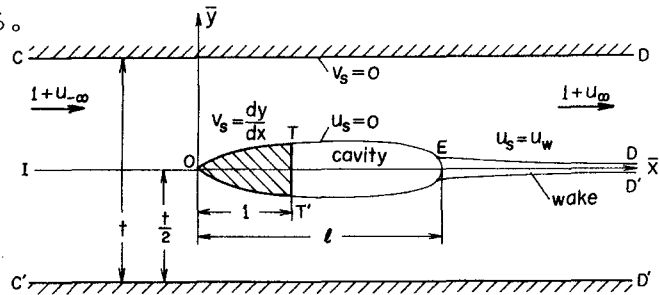


図 3-1

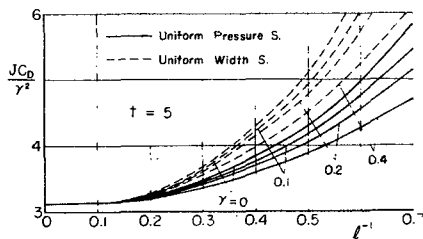


図 3-2

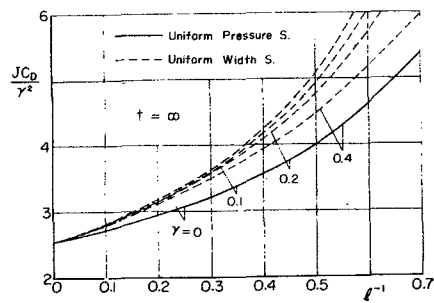


図 3-3

## 第4章 有限空どうスーパーキャビテーション翼列翼形の特性

超高速SC機械の性能解析あるいは設計において必要不可欠な資料である有限空どうSC翼形の翼列特性、特に揚抗力特性についての研究は、知見する限り、流れモデルを仮定（運動量定理に矛盾）したものの以外は見当たらないようである。さらに、既存のSC機械には、その翼素を構成する翼列翼形の抗揚比が非常に大きいという致命的難点があるとされているが、この難点克服のための低抗力作動の条件等の工学的に興味のある諸問題についてふれるものは全くない。よって本章では、第3章の検討結果を考慮して、後流を運動量厚さの概念で評価した運動量定理に基づく解析を行ない、SC翼列特性を定量的に明らかにする。

図4-1に示すような翼列まわりのSC流れの問題は、誘起速度 $u - iv$ に関する境界値問題に帰着して取り扱われる。なお、抗力は翼列理論の常用手法によって、幾何平均速度方向の力の

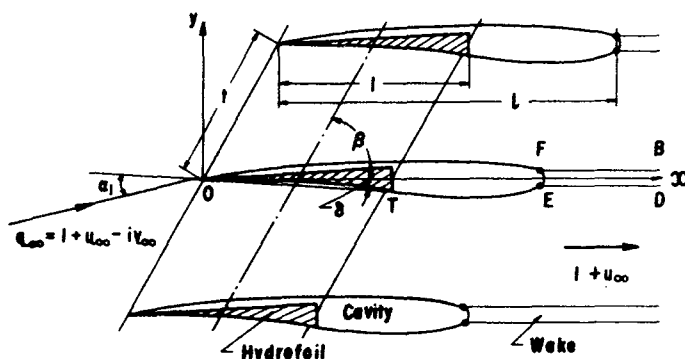


図 4 - 1

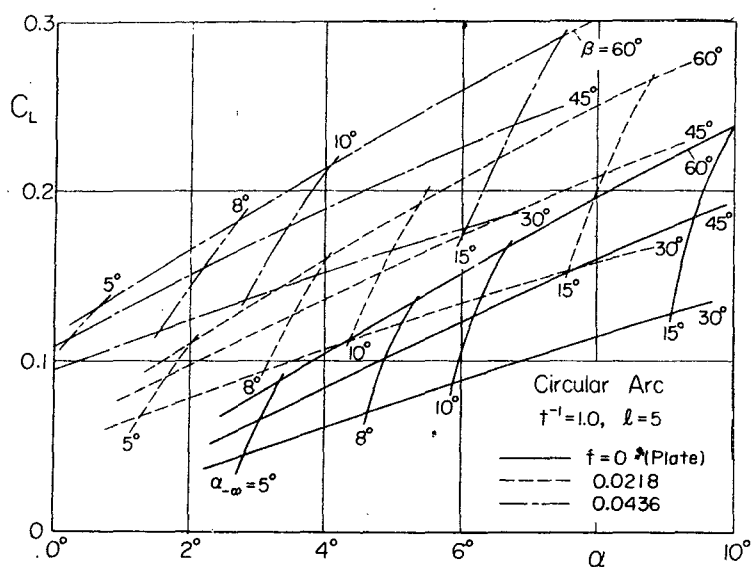


図 4 - 2

成分で定義している。図4-2~3には円弧翼列（そり比  $f=0$  は平板翼列に相当）の揚抗力—迎角特性を示す。これらの図より、SC翼列においては翼列干渉が極めて大で、翼列角  $\beta$  およびピッチ  $t$  が小なる程揚力傾斜が小となり揚力特性が劣化する傾向がみられる。しかし幸いにも、その効果が、この劣化を十分打ち消すようにあらわれ特性改善に大きな影響を与えることがわかる。また、抗力  $C_D$  の迎角  $\alpha$  に対する変化は非線形的で、揚力  $C_L$  の直線的变化とは全く異なる。さらに、実用的に興味のある抵抗力の範囲は、 $3^\circ \sim 4^\circ$  以下の小迎角範囲であり飛行機翼の

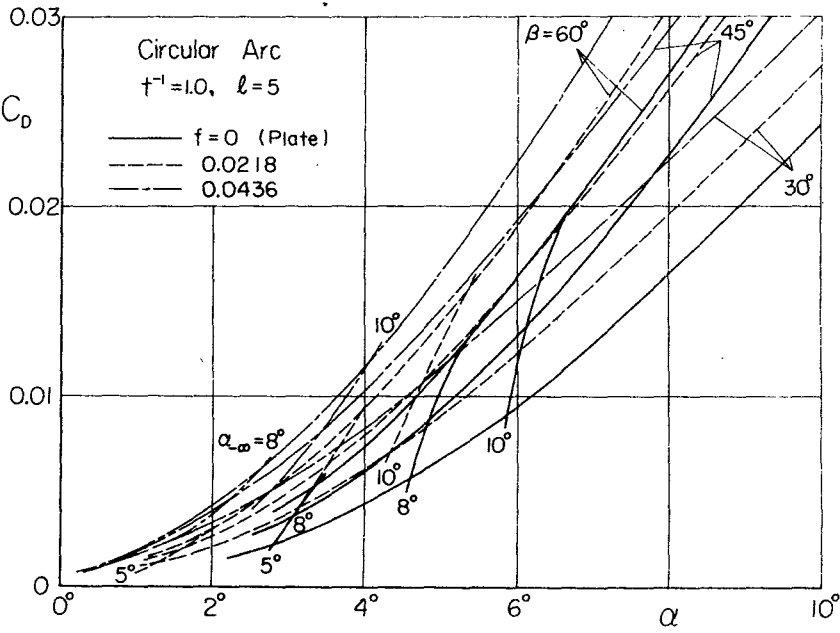


図 4-3

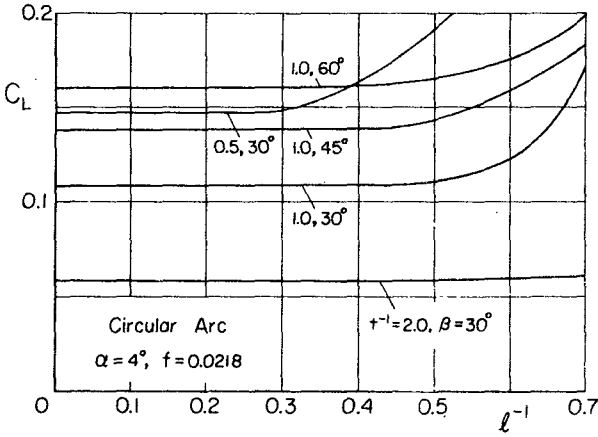


図 4-4



それに比し若干狭いといえる。図4-4には円弧翼列の揚力の空どう長さ  $l$  による変化を示す。これより、単独翼形の傾向とはかなり異なり、安定なSC空どうが存在する限界に近い空どう長

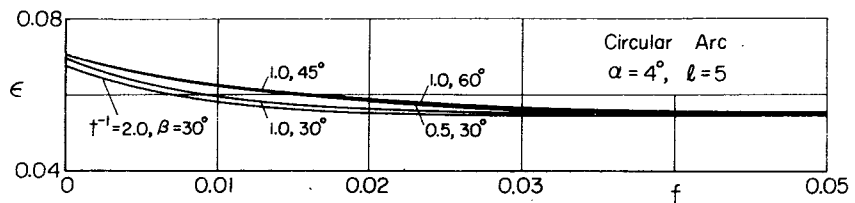


図 4-5

さの  $l = 2 \sim 3$  に達するまで揚力は  $l$  の増大とともに急速に減少するが、これを越えた長空どう状態では揚力はほとんど変化せず実質的にチョーキング状態になるという特徴ある挙動を示すことがわかる。

図4-5には、抗揚比  $\epsilon$  の翼列配置 ( $\beta, t$ ) およびそり比  $f$  による変化を示す。これより、実用的な翼列配置のはほぼ全域において円弧翼列の  $\epsilon$  は、そり比を一定とした議論において、翼列配置によりあまり差異があらわれないことがわかる。また、 $\epsilon$  を下げるという見地からみれば、いたずらに  $f$  を増しそった翼形を採用することは必ずしも得策でなく、有効なそり比の上限は2~3%程度に留めるべきであるといえる。

## 第5章 結 論

- 最近の超高速流体機械の高性能化への要求に応えて、SC翼形および翼列翼形の特性改善を試み、
- (i) SC翼形特性の最適化問題に関して変分法を導入した一解析法を確立し、数値計算によりSC最適翼形特性を定量的に解明した。
  - (ii) SCブロック流れにおける後流評価法を運動量定理に基づき検討した。
  - (iii) 有限空どうSC翼形の翼列特性、特に揚抗力特性を定量的に解明し、超高速流体機械の基礎的な設計資料を提供した。
  - (iv) SC翼列翼形の好適作動の諸条件を明らかにし、翼列翼形の特性改善に対する指針を与えた。

## 審 査 結 果 の 要 旨

流体機械の高速化に伴い、超高速の状態で作動し得るスーパーキャビテーション（以下ＳＣという）翼形が注目され、特にこの種の超高速ＳＣ機械が実用段階に達した昨今では、その特性改善ないしは空どう抗力の軽減が強く要請されている。

本来高いレイノルズ数の流れと言えるこの種のＳＣ流れは、ポテンシャル流れで十分よく近似出来る。よって本論文では、ポテンシャル理論により、空どう抗力が最小のいわゆる最適翼形ないしは低抗力作動の条件を解明し、上記の要請に応えようとしたもので、全編５章からなる。

第１章は緒論であり、本研究の意義と目的について述べている。

第２章では、最適翼形の計算法と該翼形の特性について述べている。ＳＣ翼形の最適化問題を解くに際しては、ヒルバート変換を条件式として含む新しい形式の変分法を導入し、数学的に厳密な最適化条件を十分満足した最適翼形を求める一解法を見出している。また、数値計算により、この最適翼形としての特性を明示し、さらに、最適翼形の存在限界、既存の翼形の特性の改善の余地がかなり大きいことなどを明らかにしている。

第３章では、ＳＣ翼列などのまわりのブロック流れの解析において問題となる流れモデルを検討している。ＳＣ後流の様相はいまだ十分に明らかではなく、何らかの流れモデルを仮定しなければならないが、従来の理論においては不可欠の条件である運動量の定理に矛盾した仮定がなされてきた。本論文においては、後流を運動量厚さおよび排除厚さの概念でとらえた際の特性の相違を吟味し、運動量の定理に従う後流評価によれば上記のいずれの方法によるものほとんど特性の差異はあらわれないという結論を得、それにより次章のＳＣ翼列流れの厳密な解析を可能とした。

第４章では、運動量の定理に基づいてＳＣ翼列まわりの流れを解析し、常用範囲の種々の翼列配置、迎え角、空どう長さについて低抗力翼列の特性、特に空どう抗力を定量的に解明した。信頼できるデータに乏しい現状では、これらの資料は貴重な設計資料であると評価されよう。また、低抗力作動の条件、翼形のそり比および形状、翼列配置などの関係を定量的に明らかにし、よってＳＣ機械の性能向上に対する有用な指針をも与えている。

第５章は、結論である。

以上要するに、本論文はスーパーキャビテーション翼形ないしは翼列翼形の特性を解明し、最適翼形ならびに低抗力作動の条件を明らかにしたもので、流体工学の進展に寄与するところ少なくない。

よって、本論文は工学博士の学位論文として合格と認める。